



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104662281 A

(43) 申请公布日 2015. 05. 27

(21) 申请号 201380049011. 2

F02B 23/06(2006. 01)

(22) 申请日 2013. 09. 18

F02B 25/08(2006. 01)

(30) 优先权数据

F02B 75/28(2006. 01)

61/705, 561 2012. 09. 25 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2015. 03. 20

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2013/060429 2013. 09. 18

(87) PCT国际申请的公布数据

W02014/052126 EN 2014. 04. 03

(71) 申请人 阿凯提兹动力公司

地址 美国加利福尼亚州

(72) 发明人 N·阿巴尼 C·A·科莱扎

F·G·勒东

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245

代理人 赵蓉民

(51) Int. Cl.

F02M 61/18(2006. 01)

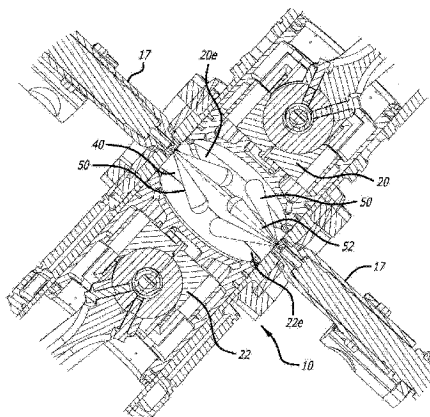
权利要求书2页 说明书6页 附图13页

(54) 发明名称

对置活塞式发动机中具有涡流喷雾模式的燃料喷射

(57) 摘要

在对置活塞式发动机的燃料喷射喷雾模式中,单独的喷雾羽流具有相对于喷射轴线(102、114、121)的径向和切向分量两者,这向被直接喷入对置活塞式发动机的燃烧室的燃料的喷雾模式添加了涡流分量。



1. 一种用于对置活塞式发动机的燃料喷射系统,其包括:
具有纵向分隔开的进气口和排气口(14和16)的至少一个汽缸(10);
相对布置在所述汽缸的镗孔(12)中的一对活塞(20和22);以及
在所述活塞的端面(20e、22e)之间设置用于将燃料直接侧面喷入所述汽缸的多个多孔燃料喷射器(17、60);
所述多孔燃料喷射器中的每一个均包括具有带有压力室表面(101)的压力室体积(90)的喷嘴(65)和穿过所述压力室表面并且布置在相对于喷射轴线的非零径向角和非零周向角处的多个喷射孔(80)。
2. 根据权利要求1所述的用于对置活塞式发动机的燃料喷射系统,其中,每个喷射轴线为相应燃料喷射器的所述轴线(102、114)。
3. 根据权利要求1所述的用于对置活塞式发动机的燃料喷射系统,其中,所述多个喷射孔以至少一个大体周向阵列布置在所述喷嘴上。
4. 根据权利要求3所述的燃料喷射系统,其中,所述非零径向角由轴线(110)限定,所述轴线(110)从点(112)沿着所述喷嘴(116)的竖直中心线(114)延伸穿过处于或靠近水平面(118)的所述压力室表面(101)上的点(117),所述水平面(118)穿过所述压力室体积(90)的竖直中点(119)。
5. 根据权利要求4所述的燃料喷射系统,其中,所述非零周向角在包含所述两个点(112、117)的平面(120)上定向,并且与所述非零径向角位于距离所述喷嘴的中心平面(121)相同的角度处,所述非零周向角由轴线(123)限定,所述轴线(123)从所述点(117)延伸穿过位于所述平面(120)上的第二点(125),并且与所述中心平面(121)相距一定的水平距离。
6. 一种用于操作具有根据权利要求1-5中任一项所述的燃料喷射系统的内燃机的方法,其中:
当所述活塞在所述镗孔中从相应的下止点位置移动时,增压空气通过所述进气口(14)进入所述镗孔(12),
当所述活塞在所述镗孔中接近上止点位置时,在所述端面(20e、22e)之间限定燃烧室(40),以及
将涡流喷雾模式的燃料喷入所述燃烧室中。
7. 根据权利要求6所述的方法,其中,在所述汽缸的相对方向上将所述涡流喷雾模式的燃料喷入所述燃烧室中。
8. 根据权利要求6所述的方法,其中,将滚流分量添加到所述增压空气的运动中。
9. 根据权利要求8所述的方法,其中,每种喷雾模式包括相对于喷射轴线的阵列布置的多股羽流。
10. 根据权利要求9所述的方法,其中,所述喷射轴线为燃料喷射器轴线。
11. 根据权利要求6所述的方法,其中,所述增压空气在所述镗孔中涡旋。
12. 根据权利要求11所述的方法,其中,当所述活塞在所述镗孔中接近上止点位置时,将循环滚流分量添加到所述增压空气的涡流运动中。
13. 根据权利要求12所述的方法,其中,每种喷雾模式包括相对于喷射轴线的阵列布置的多股羽流。

14. 根据权利要求 12 所述的方法, 其中, 至少一种喷雾模式具有随着或抵抗所述滚流循环旋转的运动。

15. 一种用于操作包括根据权利要求 1-5 中任一项所述的燃料喷射系统的内燃机的方法, 所述方法通过以下步骤操作:

当所述活塞 (20、22) 在所述镗孔中从相应的下止点位置移动时, 允许增压空气通过所述进气口 (14) 进入所述镗孔 (12) 中,

当所述活塞在所述镗孔中朝相应的上止点位置移动时, 在所述活塞的相对端面 (20e、22e) 之间的所述增压空气中引起滚流运动, 以及

将相对的涡流喷雾模式 (82) 燃料侧面喷入所述相对端面之间的所述增压空气中。

16. 根据权利要求 15 所述的方法, 其包括, 当所述活塞靠近上止点位置时, 在所述活塞的所述相对端面之间限定燃烧室 (40)。

17. 根据权利要求 16 所述的方法, 其中, 将燃料充气喷入所述空气充气包括, 沿着所述燃烧室的主轴线喷射所述燃料。

18. 根据权利要求 16 所述的方法, 其中, 每种喷雾模式均包括相对于喷射轴线的阵列布置的多股羽流。

19. 根据权利要求 15 所述的方法, 其中, 将涡流运动施加于被允许进入所述镗孔中的所述空气。

20. 根据权利要求 19 所述的方法, 其包括, 当所述活塞靠近上止点位置时, 在所述活塞的所述相对端面之间限定燃烧室。

21. 根据权利要求 20 所述的方法, 其中, 将燃料充气喷入所述空气充气包括, 沿着所述燃烧室的主轴线喷射所述燃料。

22. 根据权利要求 21 所述的方法, 其中, 每种喷雾模式包括相对于喷射轴线的阵列布置的多股羽流。

对置活塞式发动机中具有涡流喷雾模式的燃料喷射

[0001] 相关申请

[0002] 本申请包含的主题涉及于 2011 年 8 月 15 日提交的针对“用于对置活塞式发动机的燃料喷射喷雾模式”，并且在 2012 年 3 月 29 日公开为 US 2012/0073541 A1 的美国专利申请 13/136954 的主题。

[0003] 本申请包含的主题涉及于 2011 年 4 月 18 日提交的针对“用于对置活塞式发动机的燃烧室结构”，并且在 2011 年 11 月 10 日公开为 US 2011/0271932 A1 的美国专利申请 13/066589 的主题。

技术领域

[0004] 该领域为对置活塞式发动机中的燃料喷射，其中，在相对布置在带有接口的汽缸的镗孔中的活塞端面之间限定燃烧室。更具体地，该领域包括通过汽缸的侧面将燃料直接喷入对置活塞式发动机的燃烧室中。

背景技术

[0005] 在柴油发动机中，燃料喷射为燃烧的重要组成部分，并且为影响柴油发动机操作效率的过程之一。期望控制燃料喷射以便使燃烧产生的热量最大化，同时使传递到诸如汽缸镗孔和活塞表面的发动机部件的燃烧热量最小化。对置活塞式发动机通常利用两个燃料喷射器，这两个燃料喷射器在沿着汽缸直径的相对方向上喷射燃料。例如，参见在共同拥有的美国公开 2012/0073541A1 中描述并且说明的燃料喷射结构。

[0006] 柴油喷射器通常包括具有多个孔的喷嘴，燃料通过所述孔被喷射。这些孔相对于喷射器的轴线径向排列。通过多个孔的喷射产生从喷射器轴线径向向外喷射的一股或多股羽流构成的喷雾模式。通常，羽流由在与喷射器轴线共享的相应平面中形成角（“喷雾角”）的向量表示。较宽的喷雾角导致羽流在距离喷射器轴线较高的角度处喷射。由于每股单独羽流的燃料均在空气存在的情况下独立于其他羽流燃烧，所以这是期望的。单独羽流的相互作用更小，并且因此，燃烧时间更快。然而，在对置活塞式发动机中，更宽的喷雾角也推动羽流，并且因此，火焰更接近汽缸镗孔和活塞表面，从而导致靠近那些表面的燃烧。这能够导致过多的热量传递到汽缸衬套和活塞壁。此类热传递导致能量损失；并且更高的热量传递损失意味着发动机的指示热效率更低。通过引导羽流远离汽缸镗孔表面能够减少热传递。

[0007] 为了减少穿过活塞和壁的热传递，多个孔的喷雾角被减小。然而，这导致相对喷雾羽流的相互作用，其相互作用使燃料蒸汽、混入空气和一些热燃烧产物集中在燃烧室的中心区域周围。这抑制了空气 / 燃料混合，从而导致燃烧时间增加。

[0008] 为了在对置活塞操作中既实现更快燃烧又减少向汽缸镗孔和活塞表面的热传递，所期望的是燃料喷射喷雾模式使喷雾（均来自相同的喷射器和对置喷射器）的相互作用最小化，使向活塞和汽缸镗孔表面的热传递最小化，并且促进燃料 / 空气更快混合。

发明内容

[0009] 燃料喷射喷雾模式向直接被喷入对置活塞式发动机的燃烧室中的喷雾模式的燃料添加了涡流分量,在燃料喷射喷雾模式中,单独的喷雾羽流相对于喷射轴线具有径向分量和切向分量两者。与仅具有径向分量的喷雾模式相比,具有涡流分量的喷雾模式使喷射出的燃料喷雾的相互作用最小化,以便提供更快的燃烧时间。同时,切向分量的添加为喷雾羽流提供了附加距离,以使其在未接触活塞表面、汽缸镗孔和 / 或相对喷雾羽流的情况下行进,这减少了穿过活塞和汽缸壁的热传递同时促使空气 / 燃料更快混合。

[0010] 在某些方面,涡流喷雾模式通过汽缸侧壁被直接喷入燃烧室中。在某些方面,涡流喷雾模式具有与燃烧室的纵向轴线对齐的喷射轴线;在这些方面的一些中,喷射轴线横于汽缸的纵向轴线。

[0011] 在另一些方面,直接侧向喷射包括,在汽缸镗孔的相对径向方向上到对置活塞式汽缸的燃烧室中的涡流喷雾模式喷射,其中增压空气具有复杂的湍流运动。优选地,空气运动包括涡流分量和滚流 (tumble) 分量。

[0012] 在下文中,产生涡流喷雾模式的具有带多孔结构的喷嘴的燃料喷射器被称为多孔涡流喷射器 (MHSE)。尽管常规多孔喷射器喷嘴结构经设计使得平面能够穿过表示单独羽流的向量和喷射器轴线,但 MHSE 产生了一股或多股喷雾羽流特征的涡流喷雾模式,其中喷雾羽流的向量不位于包含喷射器轴线的平面中。

附图说明

[0013] 图 1A 和图 1B 为图示说明相对于 8 孔喷射器的喷射器轴线对燃料喷雾模式添加涡流分量的效果的示意图。

[0014] 图 2A 为图示说明具有多孔涡流喷射模式的 18 孔喷射器的多个 3 孔组的示意图;图 2B 为示出 3 孔组的涡流喷雾模式的放大示意图。

[0015] 图 3A 和图 3B 图示说明对置活塞式发动机的汽缸,其中燃料喷射器经放置用于将燃料直接侧面喷入当汽缸中的对置活塞靠近上止点位置时所形成的燃烧室。

[0016] 图 4 为图 3 所示的燃料喷射器中的一个喷射器的剖视图。

[0017] 图 5 为图 4 的多孔燃料喷射器的一部分喷嘴部分的放大透视图。

[0018] 图 6 为图 4 的多孔燃料喷射器的喷嘴部分的放大侧面剖视图。

[0019] 图 7 为图 4 的多孔燃料喷射器的喷嘴部分的放大平面剖视图。

[0020] 图 8 为图 4 的多孔燃料喷射器的喷嘴部分的放大透视图,其示出了由图 5、图 6 和图 7 的喷嘴部分的多孔涡流喷射结构产生的喷雾模式。

[0021] 图 9 为沿着包含用于多孔燃料喷射器的喷嘴的竖直中心线的中心平面所取的示意性剖视图,其示出具有单个角的径向孔模式。

[0022] 图 10 为用于多孔涡流喷射器的喷嘴结构的示意性剖视图,其在限定主孔角的中心平面上所取。

[0023] 图 11 为在限定次级孔角的主角平面上所取的图 10 的喷嘴结构的示意性剖视图。

[0024] 图 12 为示出由多孔涡流喷射器产生的涡流喷雾模式的喷雾区域的代表性示意图。

[0025] 图 13、图 14、图 15、图 16 和图 17 为在中心平面上所取的用于多孔涡流喷射器的喷

嘴结构的示意性剖视图,其图示说明由主角和次级角的各种组合产生的结构效果。

具体实施方式

[0026] 在以下说明中,“燃料”为能够在对置活塞式发动机中使用的任何燃料。该燃料可以为相对均质的合成物或混合物。例如,燃料可以为柴油燃料或由压缩点火可点燃的任何其他燃料。进一步地,该说明考虑了由空气 / 燃料混合物的压缩产生的点火;然而,可期望提供诸如电热塞的附加机构以辅助压缩点火。该说明考虑了当对置活塞处于或靠近 TDC 位置时,将燃料喷入燃烧室中的压缩空气中。气体优选地为加压的环境空气;然而,其可以包括诸如排气气体或其他稀释气体的其他组分。在任何此类情况下,气体均被称为“增压空气”。

[0027] 图 1A 和图 1B 示意性地图示说明相对于 8 孔喷射器的喷射器轴线在喷射的喷雾模式的单独羽流中的涡流分量的效果。图 1A 表示常规燃料喷射器的 8 孔喷嘴的端视图,并且图 1B 表示 MHSI 的 8 孔喷嘴的端视图。在每个图中,黑色箭头均为喷雾羽流向量,并且中心十字为喷射器轴线。按照图 1A,在常规 8 孔燃料喷射器喷嘴中,喷雾羽流向量远离喷射器轴线径向定向并且无切向分量。结果是喷雾模式具有轴对称圆锥形状。按照图 1B,除径向分量外,8 孔 MHSI 的每个羽流向量均具有切向分量;即,每个羽流向量均相对于喷射轴线具有径向分量和偏斜分量,其中喷射轴线与喷射器轴线共线。作为偏斜分量的结果,产生具有周向速度的轴对称喷雾模式,并且其效果引起喷雾模式相对于喷射轴线涡旋。在下文中,具有涡流分量的喷雾模式被称为“涡流喷雾模式”。如图 1B 所示,涡流具有顺时针 (CW) 方向,但是这仅是为了说明且并非意味着排除包括逆时针 (CCW) 的其他涡流方向。

[0028] 有利地,图 1B 的涡流喷雾模式增加了燃料蒸汽与周围空气的混合,并且也减少了燃料喷雾羽流在活塞和镗孔表面上的碰撞。喷雾羽流碰撞的减少是由于每股喷雾羽流尖端均需要更多的渗透以达到与图 1A 的圆锥形喷雾模式相同的距离喷射器的法向距离。另外,喷雾模式的涡流效果提供了更内聚的喷雾结构以渗透空气,并且因此提供更快的燃烧时间。这也减少了诸如烟尘和 CO 的排放,从而提高了燃烧效率。

[0029] 图 2A 示意性表示 18 孔喷射器 MHSI 的端视图,其中每个箭头均表示一组 3 个喷射器孔的喷射轴线。如图 2B 所示,3 孔组中的每一个的羽流向量均具有径向分量和偏斜分量两者。作为偏斜分量的结果,角动量被传递到每个 3 孔组的喷雾模式,并且其效果引起喷雾模式相对于组的喷射轴线涡旋。如图 2B 所示,每个 3 孔组的涡旋模式均具有逆时针 (CCW) 方向,但这仅为了说明且并非意味着排除包括顺时针 (CW) 的其他涡流方向。

[0030] 参考图 3A 和图 3B 来解释在对置活塞式发动机中的燃烧室结构。图 3A 示出汽缸的剖面,其中对置活塞在做功冲程结束时靠近下止点 (BDC) 位置,排气口完全打开,并且开始排放 (blow-down);图 3B 示出汽缸的剖面,其中对置活塞在接近压缩冲程结束时靠近上止点 (TDC) 位置,形成燃烧室,并且开始向燃烧室的直接侧面喷射。

[0031] 按照图 3A,对置活塞式发动机包括,带有镗孔 12 和纵向分隔开的进气口 14 与排气口 16 的至少一个汽缸 10。一个或更多个燃料喷射器 17 被固定在穿过汽缸侧表面打开的喷射器端口 (喷射器被放置在端口)。优选地,但并非必要地,安装用于向汽缸直接侧面喷射的两个燃料喷射器 17;在某些方面,燃料喷射器沿着汽缸的大体直径方向被相对定向。根据一个方面,每个燃料喷射器 17 均为经构造用于将涡流喷雾模式喷入汽缸 10 中的 MHSI。

两个活塞 20、22 被布置在镗孔 12 中,其中它们的端面 20e、22e 彼此相对。为方便起见,活塞 20 由于邻近进气口 14 被命名为“进气”活塞。类似地,活塞 22 由于邻近排气口 16 被命名为“排气”活塞。

[0032] 在某些方面,相位偏移被引入活塞运动中。例如,排气活塞 22 引导进气活塞 20,并且相位偏移使活塞在其 BDC 位置的周围按序移动,其中当排气活塞 22 移动穿过 BDC 时排气口 16 打开,而进气口 14 仍然闭合,使得燃烧气体开始流出排气口 16。当活塞继续远离彼此移动时,进气活塞 20 移动穿过 BDC,使得进气口 14 打开同时排气口 16 仍然打开。加压空气的充气通过打开的进气口 14 进入汽缸 10,从而驱动排气气体通过排气口 16 离开汽缸。在活塞的进一步移动之后,排气口 16 在进气口 14 之前闭合,而进气活塞 20 继续移动远离 BDC。通常,当空气充气穿过进气口 14 的倾斜开口时,其被涡旋。参考图 3A,增压空气的涡流运动(或简单地,“涡流”)30 为增压空气的一般螺旋运动,该运动围绕汽缸的纵向轴线循环并且纵向移动穿过汽缸 10 的镗孔。

[0033] 如图 3B 所示,当活塞移动到 TDC 位置时,在活塞的相对端面 20e、22e 的轮廓特征之间限定燃烧室结构 40。燃烧室包括在端面中形成的相对碗状槽之间限定的腔。类似于图 3B 所示的室,对置活塞式燃烧室的结构和操作能够参考两个相关的美国专利申请来理解。在某些方面,每个燃料喷射器 17 沿着喷射轴线将喷雾模式 50 的燃料喷入燃烧室腔,喷射轴线至少大体在汽缸的直径方向 52 上定向;优选地,喷雾模式 50 在汽缸的相对径向方向上喷射。在某些方面,喷雾模式 50 在沿着燃烧室主轴线的相对方向上喷射。根据某些方面,每种喷雾模式均为涡流喷雾模式。涡流喷雾模式能够纵向并且旋转定向,使得羽流在燃烧室中被相对定向。在另一个示例中,相对喷雾模式能够相互旋转偏移,使得羽流互相交叉。关于这一点参见相关的 US 2012/0073541 的图 10B 和图 10C。

[0034] 在某些进一步的方面,燃烧室 40 经构造以便产生大体积空气的湍流运动,这包括随着活塞接近 TDC,在端面之间产生的压缩的增压空气的涡流、挤流和滚流分量。涡流燃料喷雾模式与此类复杂的大体积空气的湍流运动的相互作用使空气/燃料在对置活塞式发动机的燃烧室中良好混合。例如,考虑到在相关的 US 20110271932 的图 15B 所图示说明的对置活塞式燃烧室 300,其中,当挤流遇到两个对置活塞 280 的朝外的端面部分 292 时,产生滚流运动 343。在该示例中,滚流运动为增压空气在燃烧室中的循环运动,其至少大体横于活塞布置在其中的汽缸 220 的纵向轴线;在滚流运动 343 的情况下,循环大体围绕燃烧室的主轴线 302。假定根据该说明书的至少一个多孔涡流喷射器喷射具有与主轴线 320 共线的喷射轴线的涡流喷雾模式。当需要完成特定的燃料/空气混合目标时,涡流喷雾模式能够随着或紧靠滚流循环旋转。

[0035] 参考图 4,多孔涡流喷射器 60 具有喷嘴 65,该喷嘴 65 经构造用于直接喷射具有涡流喷雾模式的燃料;优选地,喷射器 60 为积蓄型装置。喷射器包括进口 67,并且燃料通过燃料喷射器从进口流到喷嘴。当喷嘴闭合时,加压燃料在燃料喷射器内部中的室 68 中积蓄。布置在燃料喷射器主体中的细长针 69 包括啮合底座 72 的尖端 70(最好参见图 6),该底座 72 与喷嘴轴向对齐。致动器 75 经操作使针保持在底座中的正常安置位置,以闭合喷嘴中的孔。当致动器经操作释放保持力时,积蓄在室中的燃料的压力将针从底座中提升,这使得燃料沿着针流动并且通过喷嘴中的孔(未示在该图中)流出。当室中的积蓄压力下降时,弹簧 76 使尖端返回到底座中的正常安置位置,在底座中,尖端由致动器保持。

[0036] 按照图 5 和图 6, 喷嘴 65 装备有以燃料通道 80 形式的孔, 当将针尖 70 从底座 72 中提升时, 燃料流过这些孔。通道 80 在喷嘴的尖端 66 的周围以大体周向阵列布置。尽管图 5 示出了一个此类阵列, 但仍可能有在距喷嘴尖端 66 较大和 / 或较小径向距离处的附加通道阵列和其他通道阵列。每个通道均在喷嘴 65 中经钻孔或机器加工而成, 以便从在底座 72 下方的压力室 (sac) 体积 90 延伸到喷嘴 65 的外表面, 从而允许加压燃料从燃料喷射器主体流动并且被喷入汽缸中。按照图 6 和图 7, 每个通道 80 均在相对于喷射器轴线的非零径向角和非零周向角处形成。因此, 通道 80 相对于喷射器轴线偏斜。结果, 角动量被施加于通过通道射出的燃料羽流。如图 8 最佳所示, 在所有通道 80 均以相同方向偏斜的情况下, 所得到的喷雾模式 82 具有由羽流 84 产生的涡流。MHSI 结构能够被应用到 2 孔、3 孔、4 孔、5 孔、6 孔、7 孔、8 孔以及多达和能够在喷射器中钻的孔一样多的径向喷嘴孔。

[0037] 例如, 喷射器和喷嘴可由常规材料制造, 诸如, 热处理的合金钢。根据对置活塞式发动机设计的要求来选择通道的孔数量、孔距和形态特征, 诸如形状、大小、比例、平直度和锥度。

[0038] 涡流喷嘴结构及局限性

[0039] 假定用于对置活塞式发动机的多孔涡流喷射器的喷嘴具有压力室式结构。图 9 图说明压力室式喷射器喷嘴 100 的示意性侧面剖视图, 其中孔位置由从沿着喷嘴主体 100 的垂直中心线 102 的点延伸穿过处于或靠近水平面的压力室表面 101 上的点的轴线限定, 该水平面穿过压力室体积 90 的垂直中点。沿着喷嘴主体 100 的垂直中心线 102 的点位置由孔距离垂直中心线 102 的期望角度确定。就这一点而言, 图 9 中的点 A 在喷嘴主体 100 的垂直中心线 102 上, 而点 B 为处于或靠近水平面 104 的在压力室表面 101 上的点, 该水平面 104 穿过压力室 90 的垂直中点。穿过这两个点并且延伸穿过尖端壁的轴线 105 限定孔的中心线。

[0040] 复合角用于创建具有内聚涡流分量的孔。就这一点而言, 多孔涡流喷嘴的喷射器孔的复合角具有两个分量: 主角 (提供径向分量) 和次级角 (提供切向分量)。参考图 10, 主角由轴线 110 限定, 该轴线 110 从点 112 沿着喷嘴主体 116 的垂直中心线 114 延伸穿过处于或靠近水平面 118 的压力室表面 101 上的点 117, 该水平面 118 穿多压力室体积 90 的中点 119。按照图 10 和图 11, 次级角在经过限定主角的两点 112、117 的平面 120 上定向, 并且与处于与主角距离中心平面 121 相同的角度处, 该中心平面 121 在图 9 中的经过中心喷嘴平面的剖面中示出。次级角由轴线 123 限定, 该轴线 123 从主角的端点 117 延伸穿过位于主角平面上的第二点 125, 并且与如由期望角度所限定的喷嘴的中心平面距离一定的水平距离。

[0041] 次级角指示在羽流中所引起的涡流的度数, 其中较大的角提供较大的涡流, 并且正如在单个成角度孔的情况下一样, 在次级角的 0 度下限处不提供涡流分量。按照图 12, 主角允许调整喷雾区域, 该喷雾区域由圆形区域 130 限定, 在圆形区域 130 中, 所包含的喷雾羽流 131 与喷嘴尖端 132 距固定的距离。对于给定的主角, 喷雾面积随着次级角增加而增加。对于给定的次级角, 为改变喷雾面积必须调整主角。对于给定的次级角, 较小的主角将提供较小的喷雾面积, 并且相反, 对于给定的次级角, 较大的主角提供较大的喷雾面积。因此, 限定涡流喷嘴孔的复合角对于给定的涡流分量提供了控制喷雾面积的方法。

[0042] 控制喷雾面积和 / 或在涡流喷嘴上的涡流分量的能力是有限的。对于给定的主角, 随着次级角的增加, 压力室表面处的交叉伸长, 并且在不能平稳进入孔中的情况下达到

极限。图 13 示出了使用 10 度主角和 20 度次级角的孔口 140。图 14 图示说明当次级角增加到 30 度而主角保持 10 度时,孔口 140 如何倾斜并伸长。如图 15 所示,在 10 度主角的情况下,次级角达到 34 度的极限。由于孔与压力室表面相互作用,次级角的极限值在能够实现平稳进入之前出现。次级角的最大值(允许满意的孔口)随着主角的大小而变化。图 15-17 示出了具有各种主角的次级角的最大值的示例。如图 15 所示,对于 5 度的主角,次级角的极限值达到 28 度。如图 16 所示,正如前面所提到的,对于 10 度的主角,次级角的极限值为 34 度。图 17 示出了具有 20 度主角的 42 度最大次级角。主角值的递减使次级角的最大值减小。主角值的递增使次级角的最大允许值增大。

[0043] 涡流和喷雾面积受限的角度也是特定的压力室几何形状的函数。对于设定的主角,具有锥形压力室(如各个图所示)的次级角的可能大小将不同于圆柱形压力室几何形状。对于给定的主角,压力室直径和孔口直径也影响可能的最大允许次级角。

[0044] 尽管已经关于优选实施例描述了对置活塞式发动机中具有涡流喷雾模式的燃料喷射,但应该理解,在不脱离其原理的情况下,能够做出各种修改。因此,专利保护的范围应仅由随附权利要求限定。

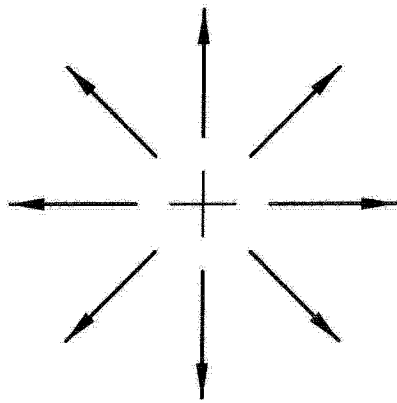


图 1A

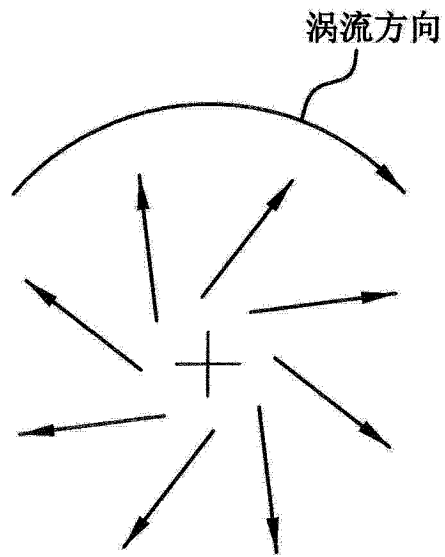


图 1B

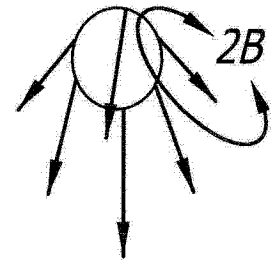


图 2A

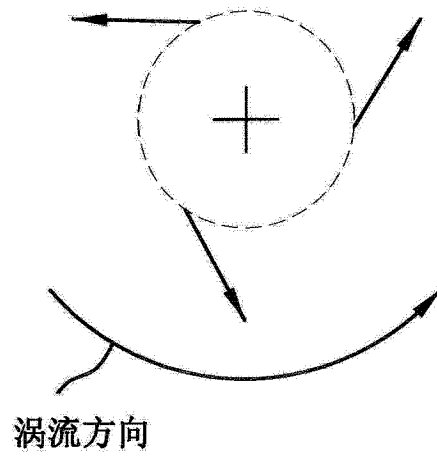


图 2B

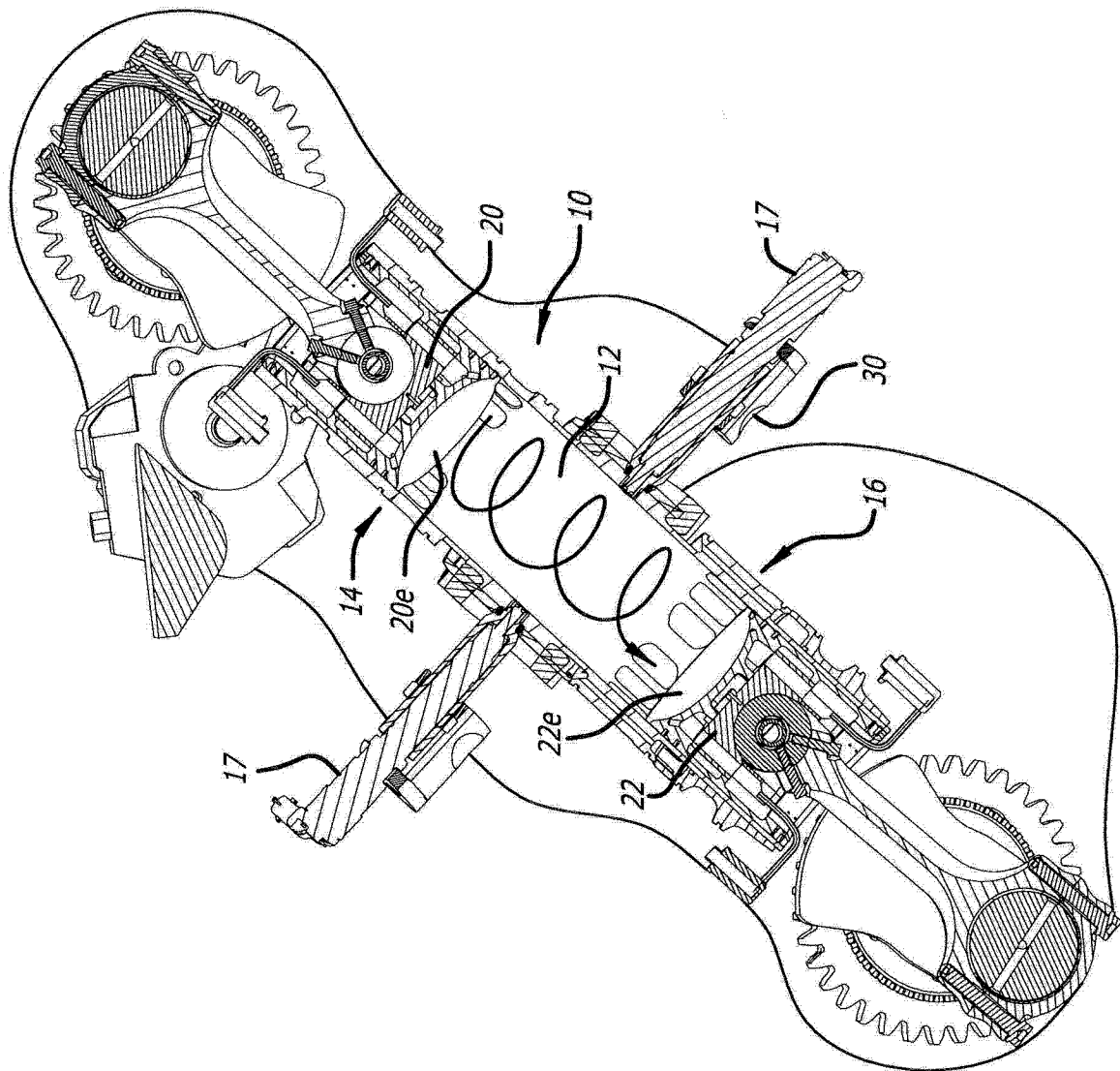


图 3A

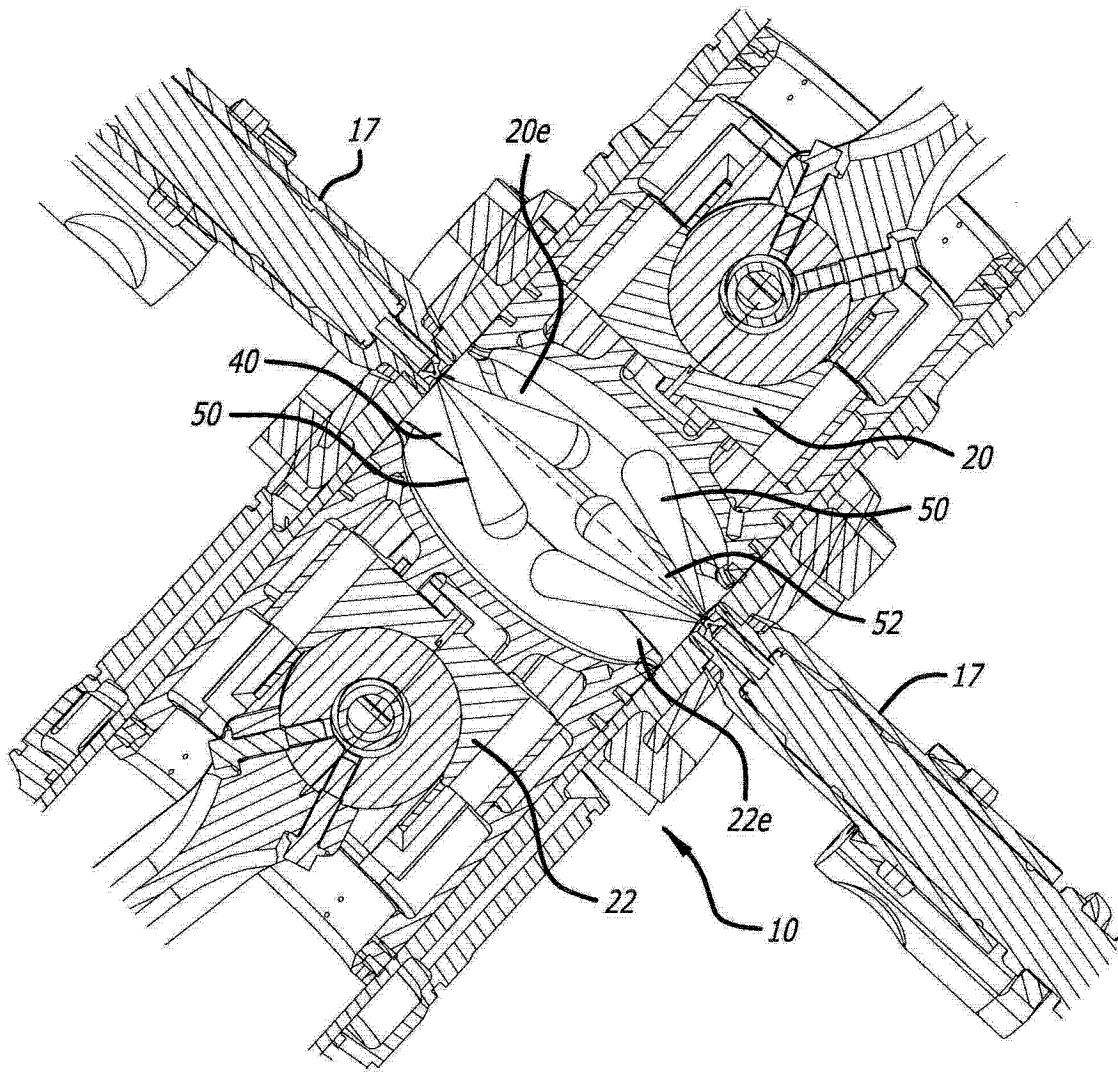


图 3B

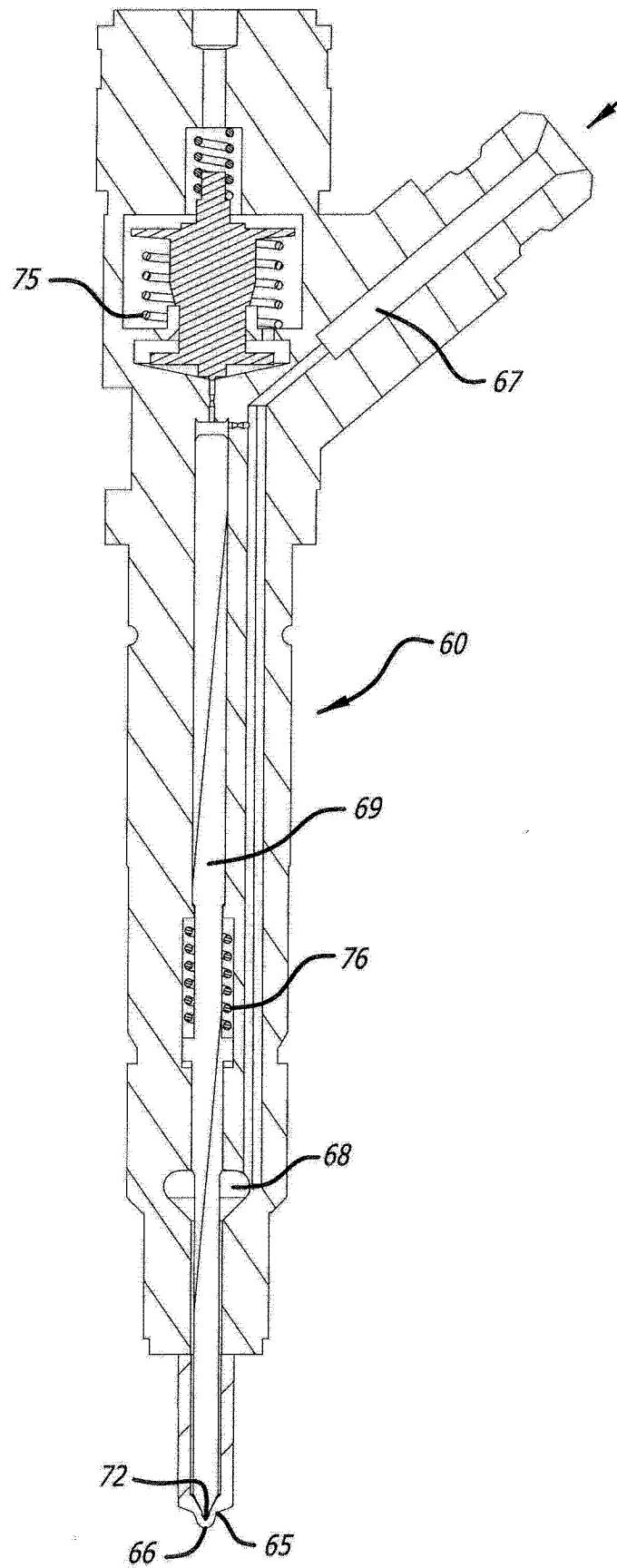


图 4

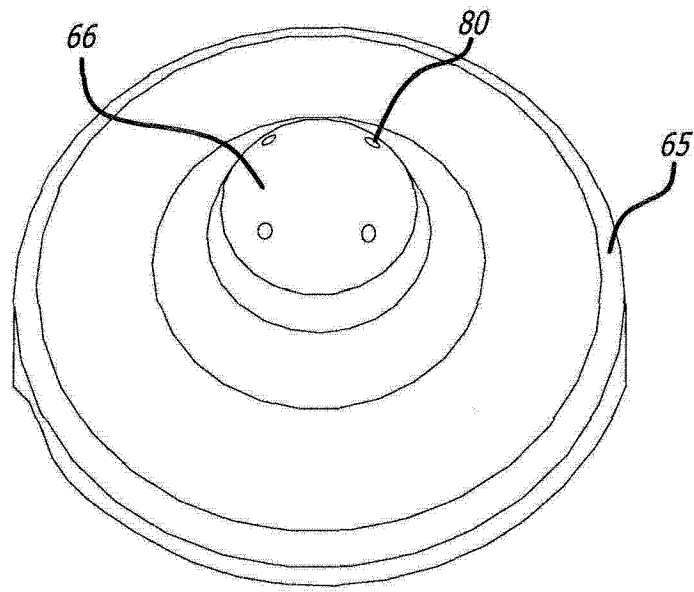


图 5

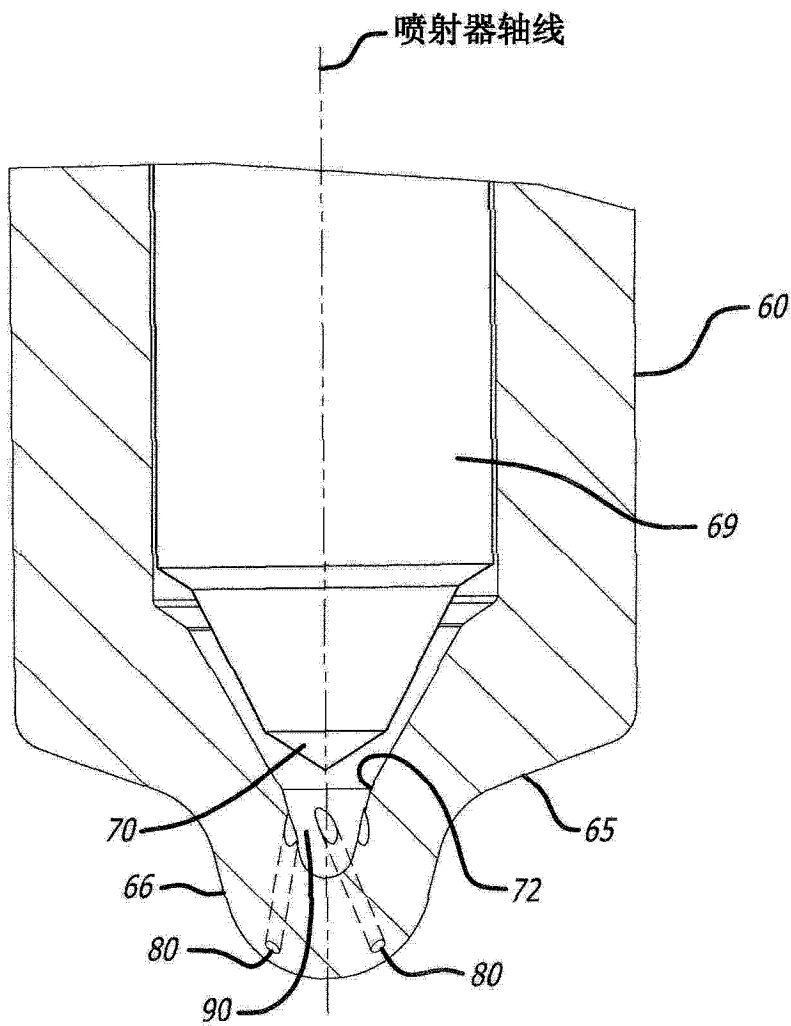


图 6

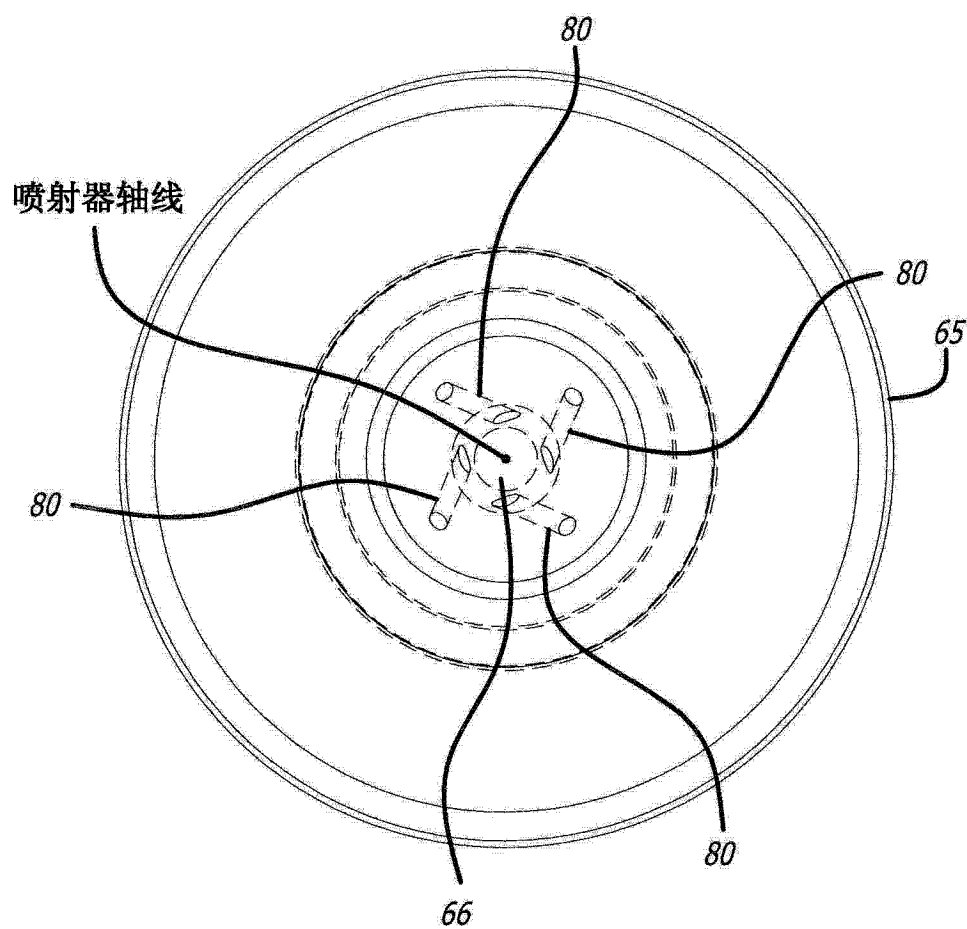


图 7

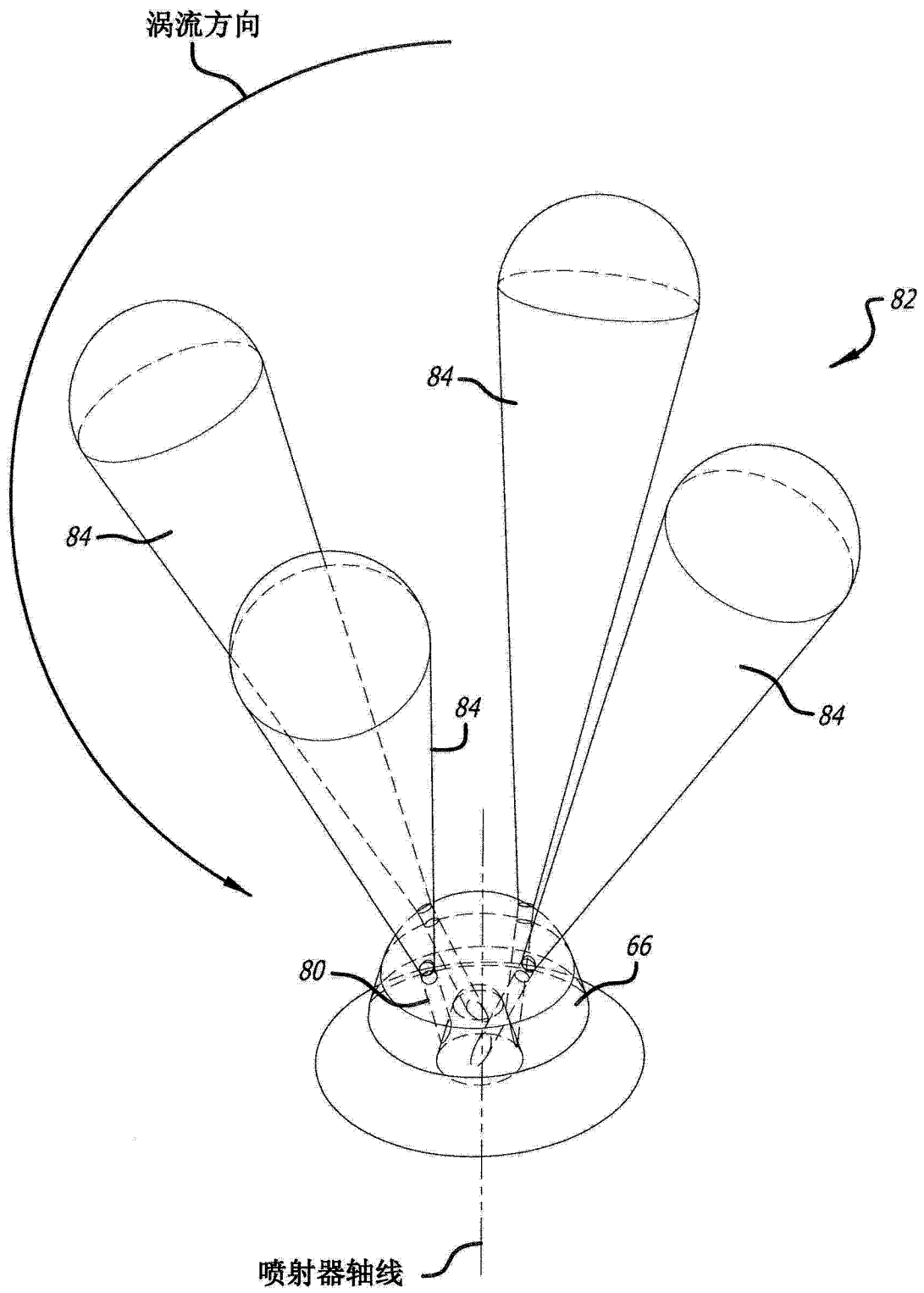


图 8

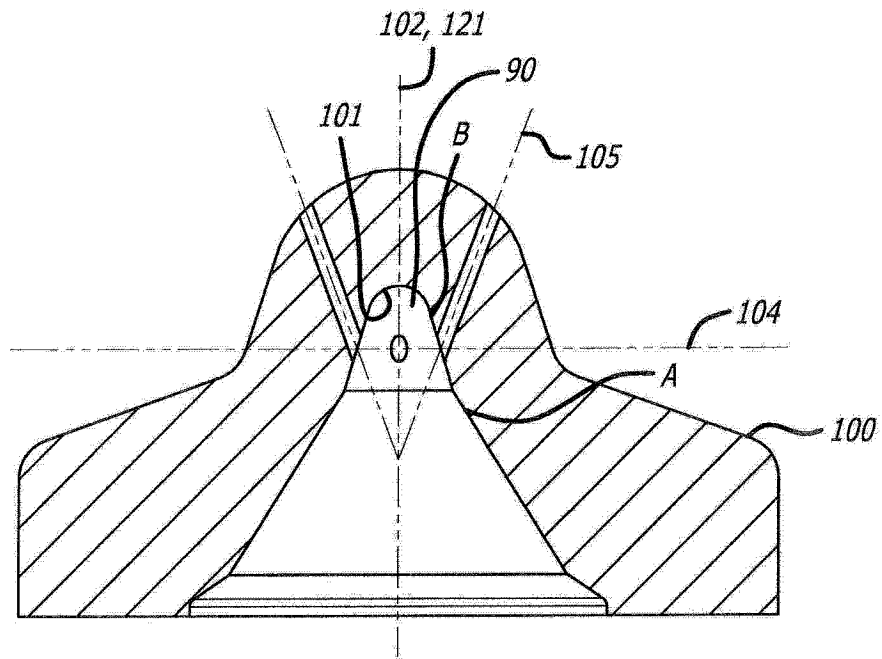


图 9

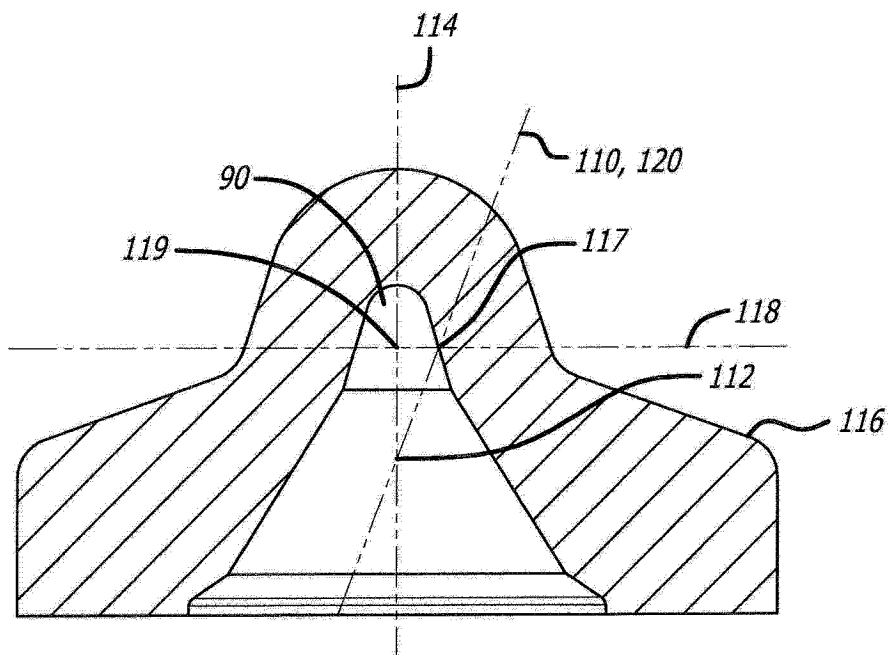


图 10

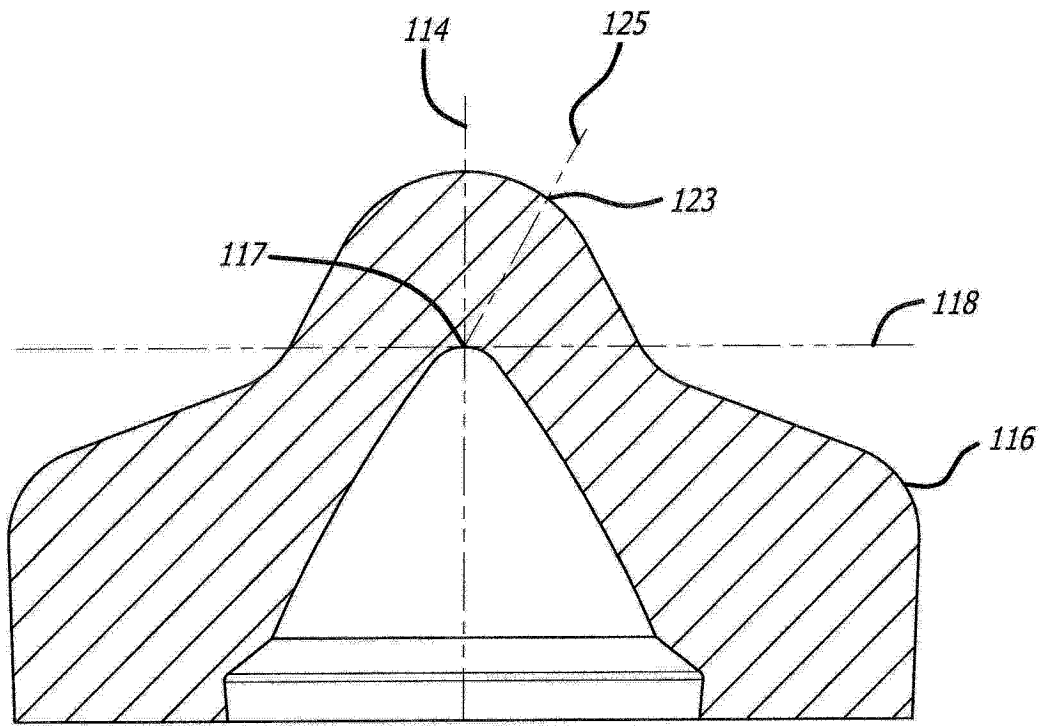


图 11

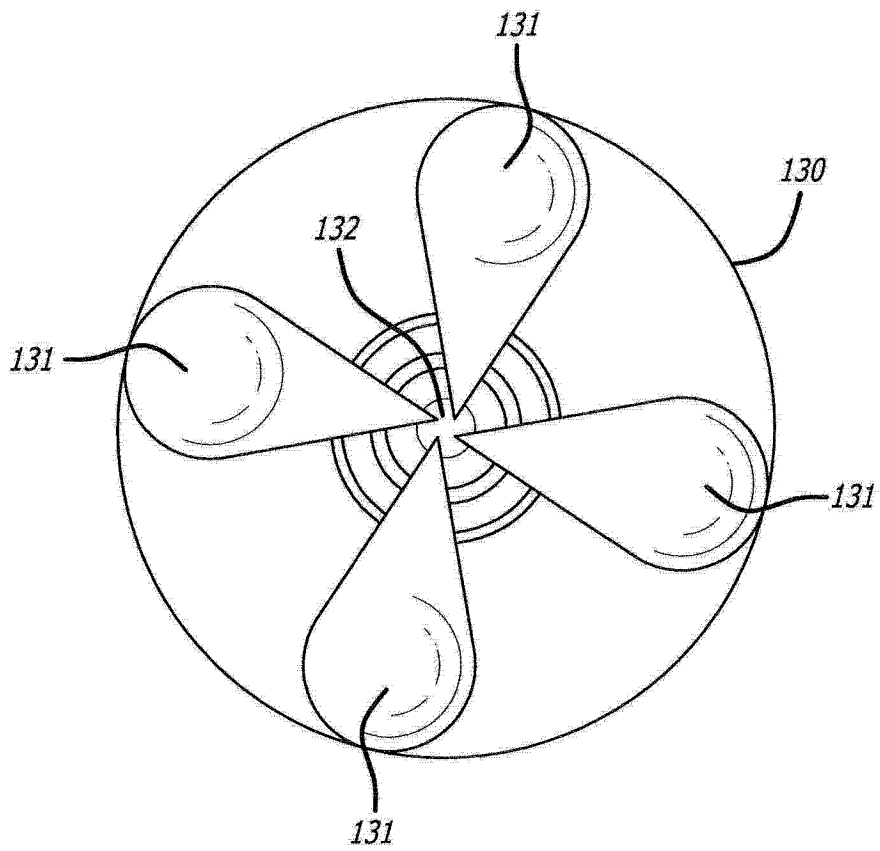


图 12

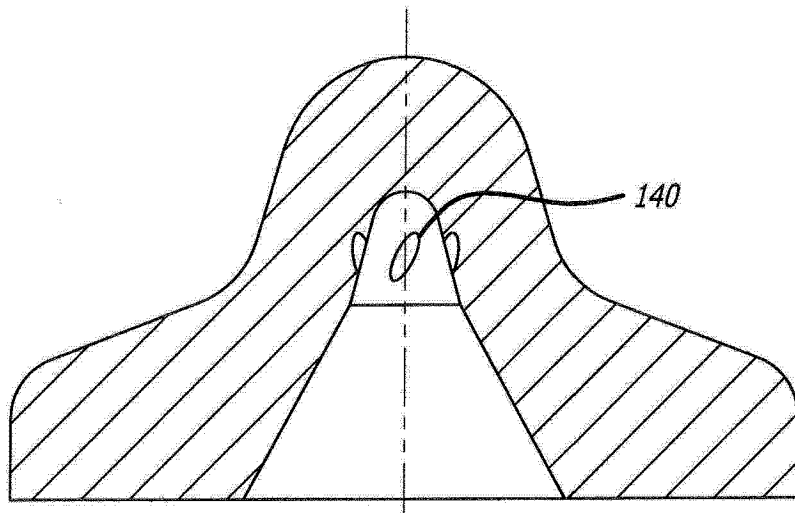


图 13

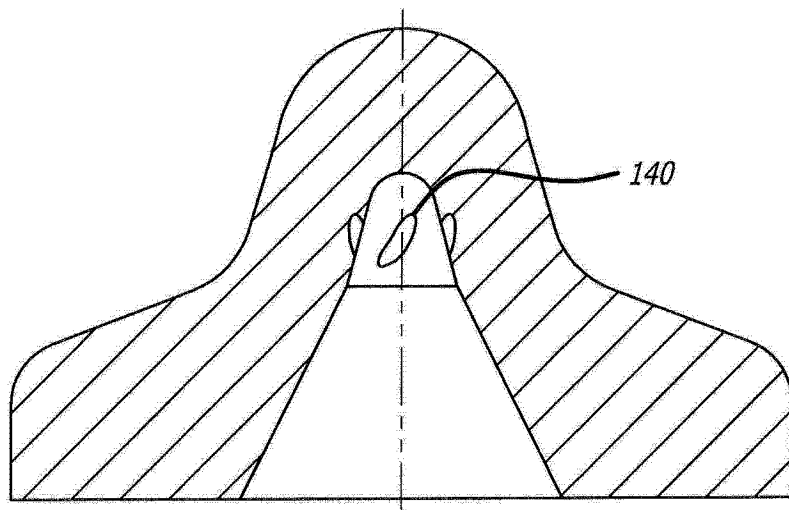


图 14

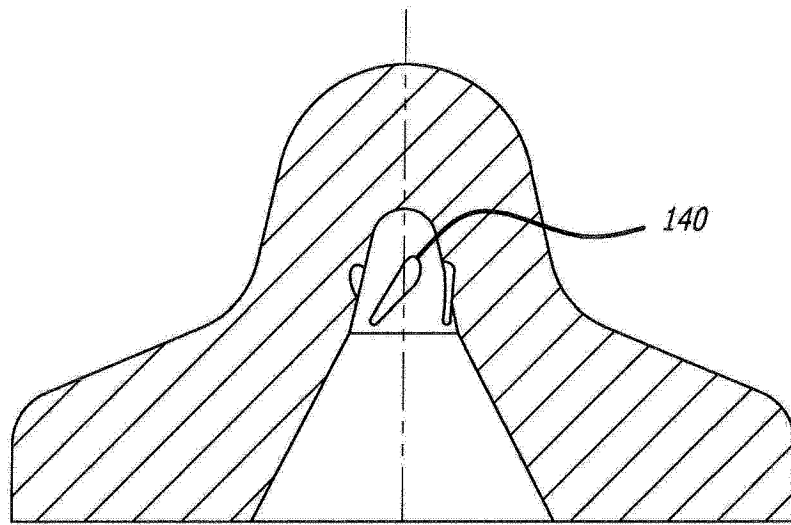


图 15

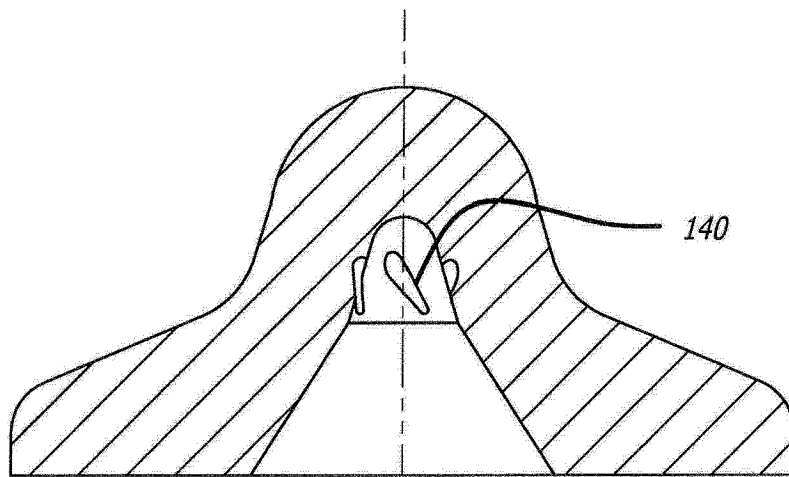


图 16

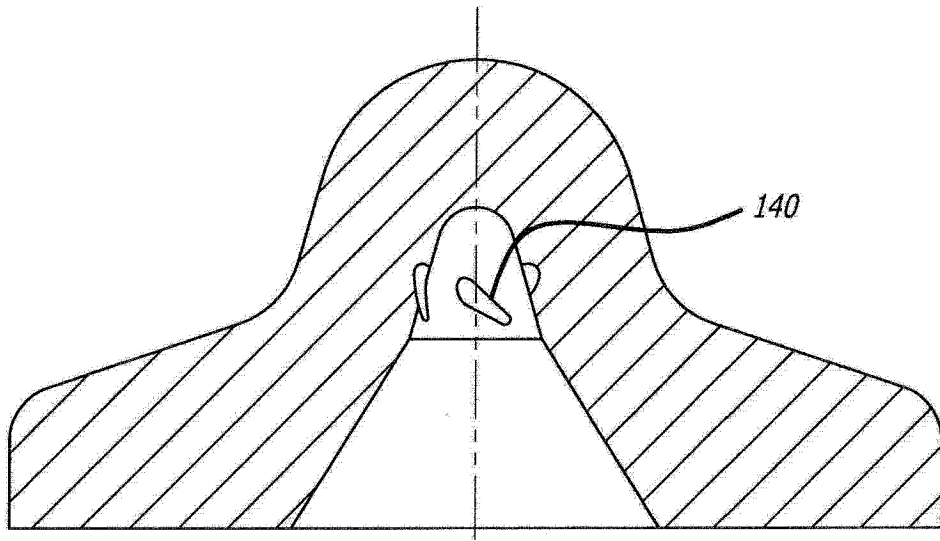


图 17